UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2008/2009
Second Semester Examination
2008/2009 Academic Session

April/Mei 2009
April/May 2009

ESA 474/3 – Element Design Helicopter
Elemen Rekabentuk Helikopter

Duration : [3 hours]
Masa : [3 jam]

ARAHAN KEPADA CALON :

*Please ensure that this paper contains **ELEVEN (11)** printed pages and **FOUR (4)** questions before you begin examination.*
Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **SEBELAS (11)** mukasurat bercetak dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

*Answer **ALL** questions.*
All questions carry the same marks.
Jawab **SEMUA** soalan.
Semua soalan membawa jumlah markah yang sama

Student may answer the question in English.
Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.
Each questions must begin from a new page.

1. Given a helicopter with weight of 1300 kg. Helicopter is in hover flight condition above sea level. Data of the main rotor is given as:

Di berikan suatu helikopter dengan berat 1300 Kg. Helikopter terbang hover di atas permukaan laut. Data rotor utama diberikan sebagai:

- Blade radius of main rotor $R_B = 3$ m
  Jejari bilah rotor utama $R_B = 3$ m
- Number of blade $N_B = 3$
  Jumlah bilah $N_B = 3$
- Tip velocity of main rotor $(\Omega R_B) = 200$ m/sec
  Kelajuan pada tip rotor utama $(\Omega R_B) = 200$ m/saat

Data tail rotor :
Data rotor ekor :

- Blade radius of tail rotor $R_{Bt} = 1$ m
  jejari bilah ekor $R_{Bt} = 1$ m
- Number of blade $N_{Bt} = 2$
  Jumlah bilah $N_{Bt} = 2$
- Tip velocity of the tail rotor = 120 m/sec
  Kelajuan pada tip tail rotor $(\Omega R_B) = 120$ m/saat

The average drag coefficient $C_{d0} = 0.0012$. Assume that the air density $\rho = 1.225$ Kg, Acceleration of earth gravitation $g = 10$ m/sec^2, Distance between main rotor axis to tail rotor axis $L_T = 6$ m.

Purata Pemalar daya seret bilah $C_{d0} = 0.0012$ Anggap ketumpatan jisim $\rho = 1.225$ Kg/m^3, pecutan gravitasi bumi 10 m/saat^2. Jarak antara paksi bilah utama dan bilah ekor $L_T = 6$ m

Using a momentum method, Determine :
Dengan menggunakan kaedah momentum Tentukan :

(a) Thrust coefficient of the main rotor.
Purata daya tujah rotor utama

(b) Hover induced velocity of the main rotor
Halaju imbas hover rotor utama

(c) Induced velocity of the tail rotor
Halaju imbas rotor ekor

(d) Total power required for hover (summation from the main rotor and tail rotor

Jumlah tenaga yang diperlukan untuk hover (penjumlahan dari rotor utama dan rotor ekor)

(e) If the actual induced power is given as : $\left(C_{pi}\right)_{act} = 1.15 \frac{(C_T)^{3/2}}{\sqrt{2}}$, calculate the figure of merit of this rotor system.

Jika tenaga imbas yang sebenar di berikan sebagai : $\left(C_{pi}\right)_{act} = 1.15 \frac{(C_T)^{3/2}}{\sqrt{2}}$,
hitung " figure of merit" dari sistem rotor tersebut

(f) If the helicopter climb with speed of 20 m/sec, determine the induce velocities on the main and tail rotor and also the power required by helicopter to climb.

Jika helikopter terbang melonjak dengan halaju 20 m/sec tentukan nilai halaju imbas dari rotor utama dan rotor ekor serta tenaga yang diperlukan oleh helikopter ini untuk terbang melonjak.

(25 marks/*markah*)

2. Given a helicopter with weight of 1300 kg. Helicopter is at a horizontally forward flight horizontally at speed of 60 m/sec. The rotor rotational plane with respect to the incoming air velocity makes an angle $\alpha = 5^{0}$.

Di berikan suatu helikopter dengan berat 1300 kg. Helikopter terbang ke arah depan secara mendatar dengan halaju 60m/saat. Bidang putar rotor terhadap aliran udara datang membentuk sudut 5^{0}.

The main rotor blade data is given as :
Data bilah rotor utama sebagai berikut :

- Blade radius of main rotor $R_B = 3$ m
  Jejari bilah rotor utama $R_B = 3$ *m*

- Number of blade $N_B = 2$
  Jumlah bilah $N_B = 2$

- Tip velocity of main rotor $(\Omega R_B) = 200$ m/sec
  Halaju pada tip rotor utama $(\Omega R_B) = 200$ *m/saat*

Assume that a helicopter is flying above sea level and the required power is only to drive the main rotor. The average drag coefficient on the blade $C_{d0} = 0.0012$

Anggap helikopter sedang terbang di atas permukaan laut dan tenaga yang diperlukan dianggap untuk rotor utama sahaja. Purata pemalar daya seret bilah $C_{d0} = 0.0012$

Using Momentum Theory and the use of Netwon Raphson Method, determine :
Dengan menggunakan kaedah teori momentum dan cara penyelesaian dibantu dengan kaedah Newton-Raphson, tentukan :

(a) Induce velocity (use iteration with maximum no more than 3 iterations)
Halaju imbas (gunakan proses iterasi tidak melebihi tiga kali iterasi)

(b) The required power for forward flight at speed of 60 m/sec.
Tenaga yang diperlukan oleh helikopter untuk terbang kedepan ini pada halaju 60m/s.

(c) If the helicopter instead only flying forward flight at speed of 60 m/sec, it also climbing at speed of 10 m/sec. Determine the induce velocity and the required power for this flight condition.

Jika helikopter ini melakukan terbang kedepan dengan halaju yang sama (60m/s) dan juga terbang melonjak dengan halaju 10 m/s). Tentukan halaju imbas dan tenaga yang diperlukan untuk kondisi terbang ini.

(d) If this helicopter in hover flight, determine the induced velocity and the induced power coefficient if the tip losses are taken in considerations.

Jika helikopter ini sedang melakukan terbang hover, tentukan berapa kecepatan imbas dan pemalar tenaga imbas pada waktu hover bila faktor kerugian tip diperhitungkan.

(25 mark/*markah*)

3. (a) The blade element theory provide the formulation for the differential of thrust coefficient which can be written as :

Teori Elemen bilah memberikan rumusan perbezaan pemalar daya tujah dC_T *yang dapat dituliskan sebagai :*

$$dC_T = \frac{1}{2}\left[\frac{N_b c}{\pi R_B}\right] c_l \, r^2 \, dr.$$

Where :
Di mana

N_B : Number of blade
Jumlah bilah

C : Chord length
Panjang perentas

c_ℓ : The local lift coefficient
Pekali daya angkat local

r : Distance of blade element to the axis of rotation
Jarak element bilah ke paksi pusingan

R_B : Blade radius
Jejari bilah

$$dC_T = \frac{1}{2}\left[\frac{N_b c}{\pi R_B}\right] c_l \, r^2 \, dr$$

If the lift coefficient c_ℓ can be approximated as :
Jika pekali daya angkat c_ℓ *dapat dianggar sebagai*

$$c_\ell = c_{\ell\alpha} \left(\theta - \alpha_0 - \Phi\right)$$

With
Dengan

$c_{t\alpha}$: Gradient of airfoil lift coefficient curve
Kecerunan kurva pemalar angkat airfoil

θ : Blade pitch angle
Sudut pitch bilah

α_0 : The zero lift angle of attack
Sudut serang pada daya angkat sifar

Φ : Inflow angle $\Phi = \frac{\lambda}{r}$
Sudut inflow

λ : Inflo ratio
Nisbah w inflow

With assumption that the inflow ratio is uniform along blade span, determine :
Dengan anggapan nisbah inflow seragam di sepanjang bilah, tentukan :

- Thrust coefficient C_T if the blade has a constant pitch distribution
  $\theta(r) = \theta_{0\pi}$
  Pekali daya tujah C_T untuk bilah dengan distribusi pitch bilah malar
  $\theta(r) = \theta_{0\pi}$

- Thrust coefficient C_T if the blade has a linear pitch distribution
  $\theta(r) = \theta_0 + \theta_{Tw} r$
  Pekali daya tujah C_T untuk bilah dengan distribusi pitch bilah linear
  $\theta(r) = \theta_0 + \theta_{Tw} r$

For a given helicopter weight 1500 kg in vertical acceleration flight, has a main rotor data as follows : blade radius R_B = 4 m, tip speed velocity (ΩR_B) = 200 m/sec. , Number of blade 4 and chord length average : 0.3 m. The average drag coefficient C_{d0} = 0.0012 and other aerodynamics airfoil characteristics : $c_{t\alpha}$ = 0:104/deg and $\alpha_0 = -2.0^0$. The linear pitch distribution is given by :

$\theta\left(\frac{r}{R_B}\right) = 20^0 - 15\left(\frac{r}{R_B}\right)$. *Determine the thrust and the required of power coefficient for that flight condition in above sea level. The required energy coefficient* C_P *is obtained from intergration :*

$$dC_p = \frac{1}{2}\left[\frac{N_b c}{\pi R_B}\right]\left(\Phi c_l + c_{d0}\right) r^2\, dr$$

Untuk satu helikopter dengan berat 1500 Kg, sedang terbang dipecut dalam arah vertikal dengan rotor utama mempunyai jejari bilah R_B = 4 m , halaju tip (ΩR_B) = 200 m/s. Jumlah bilah 4 dan purata perentas c = 0.3 m

Purata pekali daya seret C_{d0} = **0.0012,** Ciri ciri aerodinamik airfoil : $c_{l\alpha}$ = 0.104/deg dan $\alpha_0 = -2.0^0$
Dan distribusi sudut pitch bilah linear sebagai : $\theta\left(\frac{r}{R_B}\right) = 20^0 - 15\left(\frac{r}{R_B}\right)$, tentukan nilai daya tujah dan tenaga yang diperlukan untuk helikopter pada kondisi terbang tersebut di atas paras laut. Pekali tenaga C_P yang diperlukan didapati dari integrasi :

$$dC_p = \frac{1}{2}\left[\frac{N_b c}{\pi R_B}\right]\left(\Phi c_l + c_{d0}\right) r^2\, dr$$

(20 marks/*markah*)

(b) Explain the basic concept of combination Momentum Theory and Blade Element Method in the helicopter aerodynamics analysis thin airfoil in solving aerodynamic problem.

Terangkan konsep dasar kombinasi kaedah teori momentum dan elemen bilah dalam analis helikopter aerodinamik kerajang udara nipis dalam menyelesaikan masalah aerodinamik.

(5 marks/*markah*)

4. (a). **Figure 4.1** shows forces acting on one of rotor blade helicopter with respect to flapping hinge point .

Rajah 4.1 *menggambarkan gambarajah daya yang bekerja pada salah satu bilah helikopter terhadap* ***"flapping hinge point".***

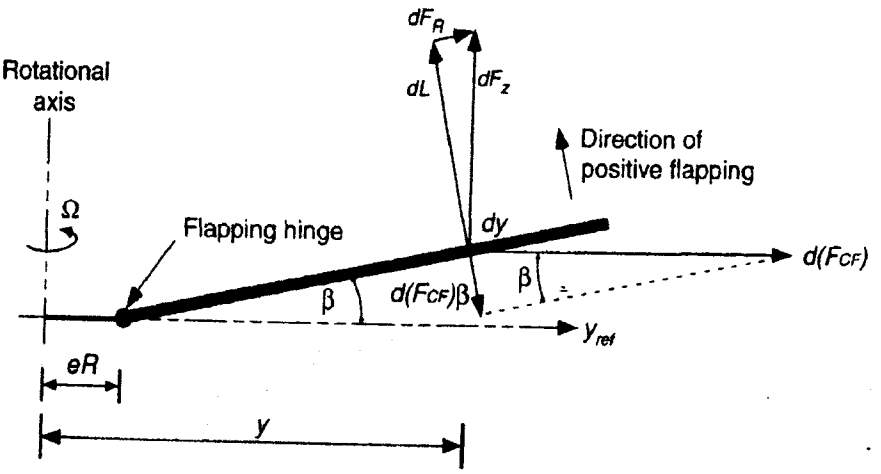


Figure 4.1 Forces diagram on the blade with respect to the flapping hinge point.

Rajah 4.1 Diagram daya pada bilah terhadap "flapping hinge point"

Where/*Di mana* :

F_{CF} : Centrifugal force
Daya centrifugal

dy : Length of small element blade
Panjang elemen bilah kecil

Ω : Rotor rotational speed
Halaju pusingan rotor

m : Blade mass per unit length
Jisim bilah per unit panjang

R : Rotor blade radius
Jejari bilah rotor

e : Cut off radius
Jejari "cut off"

With assumption that the conning angle β is small, shows that the equilibrium with respect to hinge point can be written as :

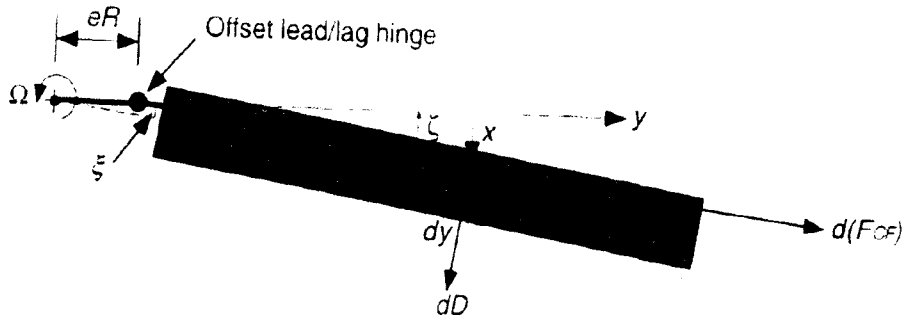
Dengan anggapan bahawa sudut conning β kecil dan e = 0 tunjukkan bahawa pada kondisi keseimbangan terhadap " hinge point ", sudut conning β_0 dapat dituliskan sebagai :

$$\beta_0 = \frac{3 \int_0^R L\, y\, dy}{m\, R\, (\Omega R)^2}$$

(10 marks/ *markah*)

(b) **Figure 4.2** shows forces diagram acting on one of rotor blade helicopter with respect to the lead lag hinge point.

Rajah 4.2 *menggambarkan gambarajah daya yang bekerja pada salah satu bilah helikopter terhadap " lead/lag hinge point ".*



Where/*Di mana* :

F_{CF} : *Centrifugal force*
Daya centrifugal

dy : Length of small element blade
Panjang elemen bilah kecil

Ω : Rotor rotational speed
Halaju pusingan rotor

m : Blade mass per unit length
Jisim bilah per unit

R : Rotor blade radius
Jejari bilah rotor

e : Cut off radius
Jejari "cut off"

ξ : Lag angle
Sudut lag

With assumption that e = 0 shows that the equilibrium with respect to the lead/lag hinge point , the lag angle ξ_0 can be written as :

Dengan anggapan bahawa e = 0 tunjukkan bahawa pada kondisi keseimbangan terhadap "lead lag hinge point ", sudut lag ξ_0 dapat dituliskan sebagai :

$$\xi_0 = \frac{3 F_D y_D}{m R (\Omega R)^2}$$

Where/*Di mana* :

F_D : The resultant of aerodynamics force on the blade which is located at a distance y_D

Daya aerodynamik resultan bilah yang terletak pada jarak y_D

(10 marks/*markah*)

(c) Explain why in the helicopter aerodynamics analysis required the airfoil aerodynamics data from angle of attack $\alpha = 90^0$ to $\alpha = +90^0$.

Terangkan mengapa dalam aerodinamik analisis helikopter memerlukan data aerodinamik airfoil dari sudut serang $\alpha = -90^0$ sampai dengan $\alpha = +90^0$

(5 marks/*markah*)

-oooOOooo-